

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 2001-355515

(43)Date of publication of application : 26.12.2001

(51)Int.Cl. F02K 7/02
 F02C 7/18
 F02K 3/08
 F02K 7/16
 F02K 7/20
 F02K 9/78

(21)Application number : 2001-097814

(71)Applicant : GENERAL ELECTRIC CO <GE>

(22)Date of filing : 30.03.2001

(72)Inventor : JOHNSON JAMES EDWARD
 DUNBAR LAWRENCE WAYNE
 BUTLER LAWRENCE

(30)Priority

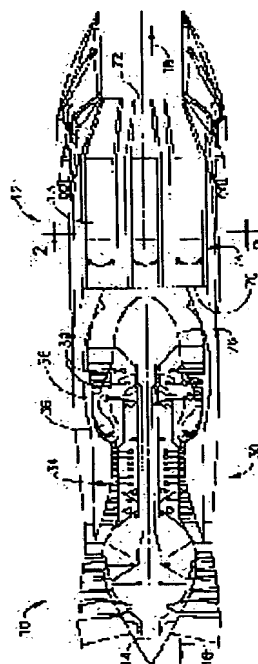
Priority number : 2000 540566 Priority date : 31.03.2000 Priority country : US

(54) COMBINED CYCLE PULSE DETONATION TURBINE ENGINE

(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To provide a pulse detonation device for turbo fan engine.

SOLUTION: A turbo engine comprises a pulse detonation device for generating a temperature rise and a pressure rise inside of the engine and for generating the thrust from the engine. This device includes a pulse detonation augmenter including a shock wave tube device. The shock wave tube device includes plural shock wave tubes for mixing the air and the fuel to be led into the pulse detonation augmenter and for exploding the air-fuel mixture. The detonation generates the high temperature combustion gas, and this high temperature gas is led from the engine so as to generate the thrust of the engine. This device includes a pulse detonation augmenter device to be substituted for a core engine of the turbo fan engine.

**LEGAL STATUS**

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

Best Available Copy

- [Number of appeal against examiner's decision of rejection]
[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]
[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2003 Japan Patent Office

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開 2001-355515

(P 2001-355515A)

(43) 公開日 平成13年12月26日 (2001. 12. 26)

(51) Int. Cl. ⁷	識別記号	F I	テマコード* (参考)
F 0 2 K	7/02	F 0 2 K	7/02
F 0 2 C	7/18	F 0 2 C	7/18 A
F 0 2 K	3/08	F 0 2 K	3/08
	7/16		7/16
	7/20		7/20
審査請求 未請求 請求項の数 2 0		OL 外国語出願	(全 3 2 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2001-97814 (P2001-97814)

(22) 出願日 平成13年3月30日 (2001. 3. 30)

(31) 優先権主張番号 09/540566

(32) 優先日 平成12年3月31日 (2000. 3. 31)

(33) 優先権主張国 米国 (U S)

(71) 出願人 390041542

ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ

GENERAL ELECTRIC CO
MPANY

アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
クタディ、リバーロード、1番

(72) 発明者 ジェームズ・エドワード・ジョンソン

アメリカ合衆国、オハイオ州、ハミルトン、
アニー・ロウ・ドライブ、8番

(74) 代理人 100093908

弁理士 松本 研一

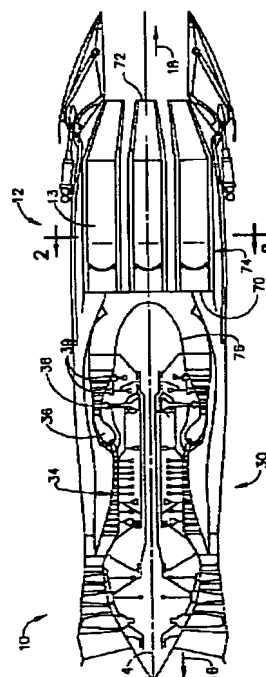
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 複合サイクル・パルスデトネーション・タービンエンジン

(57) 【要約】

【課題】 ターボファンエンジン用のパルスデトネーション装置。

【解決手段】 ターボファンエンジンは、エンジンの内部に温度上昇及び圧力上昇を生じさせ、エンジンから推力を発生させるパルスデトネーション装置を含む。この装置は、衝撃波管装置を含むパルスデトネーション・オーグメンタを含む。衝撃波管装置は、パルスデトネーション・オーグメンタに導入される空気及び燃料を混合し、その混合気を爆轟させる複数の衝撃波管を含む。デトネーションは高温の燃焼ガスを生じ、この高温ガスがエンジンから導かれてエンジンの推力を発生させる。また、この装置は、ターボファンエンジンのコアエンジンと置換わるパルスデトネーション・オーグメンタ装置を含む。



【特許請求の範囲】

【請求項 1】 吸入側（250）、吐出側（252）、及びその間に延びる、複数の衝撃波管（78）を含む衝撃波管装置（254）を含む第 1 パルスデトネーション・オーグメンタ（240）を含み、ターボ機械を用いずにターボファンエンジン（200）の内部に温度上昇及び圧力上昇を生じさせるパルス・デトネーション装置（202）を用いてターボファンエンジン推力を発生するための方法であって、

燃料及び空気を前記ターボファンエンジンに導入する段階と、

燃料及び空気を前記第 1 パルスデトネーション・オーグメンタ衝撃波管中で混合する段階と、

前記ターボファンエンジンの内部の温度及び圧力を増大させてターボファンエンジン推力を発生させるために、前記第 1 パルスデトネーション・オーグメンタ衝撃波管の内部で前記燃料と空気の混合気を爆轟させる段階と、を含むことを特徴とする方法。

【請求項 2】 前記ターボファンエンジン（200）は補助ラムダクト及びバルブ装置（280）をさらに含み、前記第 1 パルスデトネーション・オーグメンタ（240）は前記補助ラムダクト及びバルブ装置と流れ連通しており、燃料及び空気を導入する前記段階が、前記補助ラムダクト及びバルブ装置を通して燃料及び空気を前記パルスデトネーション・オーグメンタに導入する段階をさらに含むことを特徴とする請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】 前記エンジン（200）は、複数の衝撃波管（78）を含むパルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体（242）をさらに含み、前記第 1 パルスデトネーション・オーグメンタ（240）は前記パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体の下流に位置し、前記第 1 パルスデトネーション・オーグメンタが前記ターボファンエンジンのコアエンジン（30）と置換わり、前記方法は、

空気及び燃料を前記パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体衝撃波管中に導入する段階と、

燃料及び空気を前記パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体中で混合する段階と、

前記燃料及び空気の混合気を前記第 1 パルスデトネーション・オーグメンタに供給する段階と、をさらに含むことを特徴とする請求項 1 に記載の方法。

【請求項 4】 前記エンジン（200）は、補助タービン装置（230）、冷却空気ポンプ（270）、エゼクタ／ミキサ（272）、及び酸化剤噴射装置（290）をさらに含み、前記補助タービン装置は前記第 1 パルスデトネーション・オーグメンタ（240）及び前記パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体（242）の間に配置され、前記冷却空気ポンプは前記パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体から半径方向内側に配置され、前記エゼクタ／ミキサは前記パル

スデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体から半径方向外側に配置され、前記方法は、

前記パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体から半径方向内側に配置される冷却空気ポンプを用いて前記ターボファンエンジンを冷却する段階と、

前記エゼクタ／ミキサを用いて前記パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体から流出する高圧ガスの量を制御する段階と、をさらに含むことを特徴とする請求項 3 に記載の方法。

【請求項 5】 前記酸化剤噴射装置（290）を用いて酸化剤を前記第 1 パルスデトネーション・オーグメンタ（242）中に導入する段階をさらに含むことを特徴とする請求項 4 に記載の方法。

【請求項 6】 吸入側（250）、吐出側（252）、及びそれらの間に配置され、パルスデトネーション・オーグメンタ吸入側からパルスデトネーション・オーグメンタ吐出側まで延び、燃料混合気を爆轟させるように構成される複数の衝撃波管（78）を含む衝撃波管装置（254）を含む第 1 パルスデトネーション・オーグメンタ（240）を含み、ターボファンエンジンの内部に温度上昇及び圧力上昇を生じさせ、ターボファンエンジン推力を増大させるように構成される、ターボファンエンジン（200）用のパルスデトネーション装置（202）。

【請求項 7】 前記第 1 パルスデトネーション・オーグメンタ（242）は、前記ターボファンエンジンに動力を供給するコアエンジン（30）の下流にあることを特徴とする請求項 6 に記載のパルスデトネーション装置（202）。

【請求項 8】 前記ターボファンエンジン（200）は、補助ラムダクト及びバルブ装置（280）をさらに含み、前記第 1 パルスデトネーション・オーグメンタ（242）は、前記補助ラムダクト及びバルブ装置と流れ連通していることを特徴とする請求項 7 に記載のパルスデトネーション装置（202）。

【請求項 9】 前記燃料混合気を爆轟させるように構成される複数の衝撃波管（78）を含むパルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体（242）をさらに含み、前記第 1 パルスデトネーション・オーグメンタ（240）は前記パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体（242）の下流に位置し前記パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体と流れ連通しており、前記第 1 パルスデトネーション・オーグメンタは前記ターボファンエンジン（200）のコアエンジン（30）と置換わることを特徴とする請求項 6 に記載のパルスデトネーション装置（202）。

【請求項 10】 前記第 1 デトネーション・オーグメンタ（240）及び前記パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体（242）の間に配置される補助タービン装置（230）をさらに含むことを特徴とする請

求項 9 に記載のバルスデトネーション装置 (202)。

【請求項 11】 前記バルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体 (242) から半径方向内側に配置され、冷却空気を前記補助タービン装置 (230) に供給するように構成された冷却空気ポンプ (270) をさらに含むことを特徴とする請求項 10 に記載のバルスデトネーション装置 (202)。

【請求項 12】 前記補助タービン装置 (230) の上流に位置し、前記バルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体 (242) から流出する高圧ガスの量を制御するように構成されたエゼクタ/ミキサ (272) をさらに含むことを特徴とする請求項 11 に記載のバルスデトネーション装置 (202)。

【請求項 13】 前記第 1 デトネーション・オーグメンタ (240) と流れ連通して配置された酸化剤噴射装置 (290) をさらに含むことを特徴とする請求項 12 に記載のバルスデトネーション装置 (202)。

【請求項 14】 吸入口部分 (216) と、前記吸入口部分と同軸に配置された排出口部分 (180) と、

吸入側 (250)、吐出側 (252)、及びその間に延びる、燃料混合気を爆轟させるように構成された複数の衝撃波管 (78) を含む衝撃波管装置 (264) を含む第 1 バルスデトネーション・オーグメンタ (240) を含み、ターボファンエンジンの内部に温度上昇及び圧力上昇を生じさせ、ターボファンエンジン推力を増大させるように構成された、前記ターボファン吸入口部分及び前記ターボファン排出口部分の間に配置されたバルスデトネーション装置 (202) と、を含むことを特徴とするターボファンエンジン (200)。

【請求項 15】 前記ターボファンエンジンに動力を供給するように構成されたコアエンジン (30) と、補助ラムダクト及びバルブ装置 (280) とをさらに含み、前記第 1 バルスデトネーション・オーグメンタ (240) は、前記コアエンジンの下流に位置し前記補助ラムダクト及びバルブ装置と流れ連通していることを特徴とする請求項 14 に記載のターボファンエンジン (200)。

【請求項 16】 前記第 1 バルスデトネーション・オーグメンタ (240) と流れ連通し、吸入側 (260)、吐出側 (262) 及びその間に延び、前記燃料混合気を爆轟させるように構成された複数の衝撃波管 (78) を含む、バルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体 (242) をさらに含むことを特徴とする請求項 14 に記載のターボファンエンジン (200)。

【請求項 17】 前記第 1 バルスデトネーション・オーグメンタ (240) 及び前記バルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体 (242) の間に配置される補助タービン装置 (230) をさらに含み、前記バルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体が前記補

助タービン装置と流れ連通していることを特徴とする請求項 16 に記載のターボファンエンジン (200)。

【請求項 18】 前記バルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体 (242) から半径方向内側に配置され、冷却空気を前記補助タービン装置 (230) に供給するように構成された冷却空気ポンプ (270) をさらに含むことを特徴とする請求項 17 に記載のターボファンエンジン (200)。

【請求項 19】 前記第 1 デトネーション・オーグメンタ (240) の上流に位置し、前記バルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体 (242) から流出する高圧ガスの量を制御するように構成されたエゼクタ/ミキサ (272) をさらに含むことを特徴とする請求項 18 に記載のターボファンエンジン (200)。

【請求項 20】 前記第 1 デトネーション・オーグメンタ (240) と流れ連通して配置された酸化剤噴射装置 (290) をさらに含むことを特徴とする請求項 19 に記載のターボファンエンジン (200)。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】 本発明は、ガスタービンエンジンに関し、より具体的には、ターボファンエンジン用のバルスデトネーション装置に関する。

【0002】

【従来の技術】 可変サイクル・ターボファン・ラムジェットエンジンを用いて、低亜音速のマッハ数から約マッハ 6 の高超音速マッハ数までの間の航空機の飛行速度を得ることができる。米国特許第 5,694,768 号に述べられるような、既知のエンジンは、コアエンジン装置及びデュアルモード・オーグメンタを含む。デュアルモード・オーグメンタは、コアエンジン装置から流出する排出空気流に追加の熱を与えて、エンジン推力を増大させる。コアエンジン装置は、ファン組立体を駆動する動力を供給し、一般的に、連続した軸流配置で、圧縮機、燃焼器、高圧タービン、及び低圧タービンを含む。デュアルモード・オーグメンタは、コアエンジンの下流に配置されて、コアエンジン及びコアエンジンを囲繞するバイパス管から空気を受入れる。

【0003】

【発明が解決しようとする課題】 既知のエンジンは、幾つかの異なる燃焼装置が用いられれば、広い範囲にわたる飛行速度運転が可能である。離陸からほぼマッハ 3 までの飛行速度運転の間は、コアエンジン及びエンジンファン装置が、オーグメンタにより用いられる圧力及び量の空気流を供給し、エンジンの推力を発生させる。マッハ 3 からマッハ 6 までの間の飛行速度運転を維持するために、コアエンジン装置は遮断されて、ファン装置を気流の力だけで回転させるかまたは補助ラムダクトを利用するかしてラム空気流が、デュアルモード・オーグメンタに導入される。マッハ 6 を超える飛行速度運転を維持

10

20

30

40

50

するには、別個の超音速燃焼装置、すなわち、スクラムジェットが用いられるかまたは別個のロケットベースの推力発生装置が用いられる。宇宙での飛行速度運転を実現するには、ロケットベースの推力発生装置が用いられる。結果として、エンジンが広い範囲にわたる運転飛行速度で効率よく運転するためには、幾つかの異なる燃焼装置が用いられる。

【0004】

【課題を解決するための手段】例示的な実施形態において、ターボファンエンジンは、パルスデトネーション装置を含み、ターボファンエンジン推力を供給して、エンジンが運転飛行速度の広い範囲にわたって効率よく作動することを可能にする。パルスデトネーション装置は、第1パルスデトネーション・オーグメンタを含み、ターボファンエンジンの内部に温度上昇及び圧力上昇を生じさせて、ターボファンエンジン推力を発生させる。パルスデトネーション・オーグメンタは、複数の衝撃波管を含む衝撃波管装置を含む。衝撃波管は、空気及び燃料を混合し、その後混合気を爆轟させる。

【0005】運転中に、空気及び燃料が、パルスデトネーション装置に導入される。パルスデトネーション・オーグメンタは、空気及び燃料を混合し、得られた混合気を爆轟させる。デトネーション（爆轟）は、高温の燃焼ガスを発生し、そのガスは高温及び高圧であり、エンジンから導かれて推力を発生する。

【0006】

【発明の実施の形態】図1は、パルスデトネーション装置12を含むターボファンエンジン10の断面側面図である。図2は、図1に示される線2-2によるパルスデトネーション・オーグメンタ13の断面図である。1つの実施形態において、ターボファンエンジン10は、オハイオ州シンシナティのゼネラルエレクトリック航空機エンジン社から入手可能なF110/129エンジンである。エンジン10は、概ね長手方向に延びる軸線または前方方向16及び後方方向18に延びる中心線14を有する。エンジン10は、全て連続した軸流関係で配列された、高圧圧縮機34、燃焼器36、高圧タービン38、及び出力タービンすなわち低圧タービン39を含むコアエンジン30を含む。他の実施形態においては、エンジン10は、コアファン組立体（図示せず）を含む。

【0007】パルスデトネーション装置12は、コアエンジン30の下流に配置され、コアエンジン30からコアエンジン燃焼ガスを受入れる。パルスデトネーション装置12は、コアエンジン30の内部に含まれるターボ機械を用いることなく、エンジン10の内部に温度上昇及び圧力上昇を生じさせて、エンジン10から推力を発生させる。パルスデトネーション装置12は、吸入側70、吐出側72及び衝撃波管装置74を含むパルスデトネーション・オーグメンタ13を含む。吸入側70は、吐出側72の上流に位置し、エンジンセンタボディ76

を円周方向に囲繞する。

【0008】衝撃波管装置74は、パルスデトネーション・オーグメンタ吸入側70及びパルスデトネーション・オーグメンタ吐出側72の間に延びる複数の衝撃波管78を含む。衝撃波管78は、パルスデトネーション装置12に入ってくる燃料及び空気が、混合されて爆轟されるのを可能にする。各衝撃波管78は、断面が円形の輪郭を有し、また衝撃波管装置74は断面が円形の輪郭を有する。1つの実施形態においては、衝撃波管装置は、断面が非円形の輪郭を有する。衝撃波管78は、コアエンジン30から収束-発散排出ノズル84まで延びる。排出ノズル84は、パルスデトネーション装置12及び衝撃波管78の下流に配置される。

【0009】運転中に、空気流がエンジン10に入り、燃料がコアエンジン30に導入される。空気及び燃料は、コアエンジン30の内部で混合され点火されて、高温の燃焼ガスを発生させる。特に、高圧圧縮機34からの加圧された空気は、燃焼器36中で燃料と混合されて点火され、それによって燃焼ガスを発生させる。かかる燃焼ガスが、高圧タービン38を駆動し、高圧タービン38が高圧圧縮機34を駆動する。燃焼ガスは、高圧タービン38から低圧タービン39中に放出される。コア空気流は、低圧タービン39から放出される。

【0010】混合された空気流は、パルスデトネーション装置12中に導かれ、エンジン10に導入される追加の燃料と混合される。パルス・デトネーション装置12は、混合気を爆轟させてエンジン10の内部に温度上昇及び圧力上昇を生じさせ、従ってエンジン10から推力を発生させる。1つの実施形態において、装置12は、1秒間に500から1000サイクルまたはそれより高いサイクルの間で作動可能な極めて高速のバルブ装置及びスパークまたはプラズマ点火装置で制御される。別の実施形態においては、装置12は、予燃焼装置を組み込んだ連続デトネーション・バルブ装置で制御される。さらに別の1つの実施形態においては、装置12は、可変形態のミキサ／噴射器を使用し、衝撃波管装置74の内部の吐出ガスの、ばらつき調整を制御する。若しくは、装置12は、上述の3つの実施形態の要素を組み込んで制御される。

【0011】図3は、低飛行速度モードの運転におけるパルスデトネーション装置102を含むターボファンエンジン100の別の実施形態の断面側面図である。エンジン100は、概ね長手方向に延びる軸線または前方方向106及び後方方向108に延びる中心線104を有する。エンジン100は、全て連続した軸流関係で配列された、高圧圧縮機114、燃焼器116、高圧タービン117、及び出力タービンすなわち低圧タービン118を含むコアエンジン110を含む。別の実施形態においては、エンジン100は、またコアファン組立体を含むコアエンジンを含む。

【0012】補助ラムダクト及びバルブ装置150は、コアエンジン110から半径方向外側に配置されて、エンジン100の吸入側152からパルスデトネーション装置102まで延びる。補助ラムダクト及びバルブ装置150は、補助ラムダクト154及びラム空気バルブ156を含む。ラムダクト154は、空気を受入れるための吸入口157を含む。吸入口157は、環状でラムダクト154と流れ連通している。ラム空気バルブ156は、ラムダクト154の内部に配置されて、補助ラムダクト及びバルブ装置150を通るラム空気の流れを選択的に制御できる。低飛行速度モードの運転中に、ラム空気バルブ156は閉じられ、ラム空気がラムダクト154を通してエンジン100中に流れ込むのを阻止する。マッハ3からマッハ5までの間の中程度の超音速マッハ数飛行速度運転中には、ラム空気バルブ156は開いて、ラム空気がラムダクト154を通してエンジン100中に流れ込むことができるようになる。ラム空気バルブ156は、また中間位置に位置決めすることができ、ラムダクト154中を流れる空気流量を制御する。

【0013】パルスデトネーション装置102は、コアエンジン110並びに補助ラムダクト及びバルブ装置150の下流に配置される。運転中に、パルスデトネーション装置102は、ラムダクト154から空気流を、またコアエンジン110からコアエンジン燃焼ガスを受入れる。パルスデトネーション装置102は、ターボ機械を使用せずにエンジン100の内部に温度上昇及び圧力上昇を生じさせ、エンジン100から推力を発生する。パルスデトネーション装置102は、吸入側170、吐出側172及び衝撃波管装置174を含むパルスデトネーション・オーグメント168を含む。吸入側170は、吐出側172の上流にあり、エンジンセンタボディ176を円周方向に囲繞する。衝撃波管装置174は、パルスデトネーション・オーグメント吸入側170及びパルスデトネーション・オーグメント吐出側172の間に延びる複数の衝撃波管（図示せず）を含む。燃料及び空気が、コアエンジン110から排出ノズル180まで延びる衝撃波管装置174の内部で混合されて爆轟される。

【0014】低飛行速度での運転中には、空気流がエンジン100に入り、燃料がコアエンジン110に導入される。特に、高圧圧縮機114からの加圧された空気が、燃焼器116中で燃料と混合されて点火され、それによって燃焼ガスを発生させる。かかる燃焼ガスが、高圧タービン117を駆動し、高圧タービン117が高圧圧縮機116を駆動する。燃焼ガスは、高圧タービン117から低圧タービン118中に放出される。コア空気流は、低圧タービン118から放出される。空気流は、パルスデトネーション装置102中に導かれて、エンジン100へ導入される追加の燃料と混合される。パルスデトネーション装置102は、エンジン100の内部に

温度上昇及び圧力上昇を生じさせ、エンジン100から推力を発生させる。

【0015】マッハ3からマッハ5までの間の中程度の超音速マッハ数飛行速度運転中に、ラム空気バルブ156は、開放位置に置かれて、ラム空気がラムダクト154に入り、パルスデトネーション装置102に流れることができるようにする。燃料が、パルスデトネーション装置102に導入され、ラムダクト154から流出するラム空気と混合される。燃料／空気混合気は点火されて、燃焼ガスを発生し、エンジン100に推力を発生させる。

【0016】図4は、パルスデトネーション装置202を含むターボファンエンジン200の別の実施形態の断面図である。エンジン200は、概ね長手方向に延びる軸線または前方方向206及び後方方向208に延びる中心線204を有する。エンジン200は、エンジン200の吸入口ダクト216中に配置される前部ファン214を含むファン組立体212を含む。ファン214は、エンジン中心線204の周りに円周方向に間隔を置いて配置された複数の翼218を含む。吸入口案内翼220が、前部ファン214の上流の吸入口ダクト216中に配置されて、エンジンハブ222及びエンジンケーシング224の間に延びる。エンジン200は、また前部ファン214と流れ連通して配置された補助タービン装置230を含む。補助タービン装置230は、前部ファン214と流れ連通して配置されかつエンジン中心線204から半径方向外方に延びる複数の翼234を含むタービン232を含む。

【0017】パルスデトネーション装置202は、ターボ機械を使わずにエンジン200の内部に温度上昇及び圧力上昇を生じさせ、エンジン200の推力を発生させる。パルスデトネーション装置202は、パルスデトネーション・オーグメント240及びパルスデトネーション・コア置換オーグメント組立体242を含む。パルスデトネーション・オーグメント240は、吸入側250、吐出側252、及び衝撃波管装置254を含む。吸入側250は、吐出側252の上流に位置し、エンジンセンタボディ256を円周方向に囲繞する。衝撃波管装置254は、パルスデトネーション・オーグメント吸入側250及びパルスデトネーション・オーグメント吐出側252の間に延びる複数の衝撃波管（図示せず）を含む。衝撃波管は、パルスデトネーション装置202に入る燃料及び空気が混合し爆轟してエンジン200から推力を供給することができるようにする。

【0018】パルスデトネーション・コア置換オーグメント組立体242は、吸入側260、吐出側262及び衝撃波管装置264を含む。吸入側260は、吐出側262の上流に位置し、エンジンセンタボディ266を円周方向に囲繞する。吸入側260は、環状の吸入口268を含み、空気流がパルスデトネーション・コア置換オ

ーグメンタ組立体242に入ることを可能にする。衝撃波管装置264は、パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体吸入側260及びパルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体吐出側262の間に延びて、エンジン中心線204の周りの円周方向に配置された複数の衝撃波管（図示せず）を含む。

【0019】衝撃波管は、パルスデトネーション装置202に入る燃料及び空気が混合して爆轟することができるようにする。衝撃波管は、また高温の燃焼ガスをパルスデトネーション・オーグメンタ240に導く。パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体242は、エンジン100（図3に示す）のコアエンジン110（図3に示す）のようなコアエンジンと置換わる。

【0020】補助タービン装置230は、パルスデトネーション・オーグメンタ240及びパルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体242の間に配置される。従って、補助タービン装置のタービン232は、パルスデトネーション・オーグメンタ240及びパルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体242と流れ連通している。冷却空気ポンプ270が、パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体242から半径方向内側に配置されて、冷却空気を補助タービン装置230に供給する。冷却空気ポンプ270は、タービン232を前部ファン214と接続する軸（図示せず）上に配置される。

【0021】エンジン200は、また補助タービン装置のタービン232の上流に配置されたエゼクタ／ミキサ272を含む。エゼクタ／ミキサ272は、パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体242から流出して、タービン232に流れる高温高圧ガスの混合気を制御する。エゼクタ／ミキサ272は、またパルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体242を通して流れる冷却空気量を制御し、従って、タービン232がエンジン始動運転状態からエンジンの最大出力運転状態まで効率よく運転されることを可能にする。1つの実施形態において、エンジン200は、また衝撃波管流れ調節スケジュール（図示せず）及び吸入口流れ／衝撃波管運転帯域スケジュール（図示せず）を組み込まれ、タービン232がエンジン運転状態の範囲全体を通して機能することを可能にする。

【0022】補助ラムダクト及びバルブ装置280が、パルスデトネーション装置202から半径方向外側に配置され、エンジン200の吸入側282からパルスデトネーション・オーグメンタ240まで延びる。補助ラムダクト及びバルブ装置280は、補助ラムダクト284及びラム空気バルブ286を含む。ラムダクト284は、吸入口案内翼220及び前部ファン214を囲繞し、吸入口案内翼220の上流の空気を受入れるための吸入口287を含む。吸入口287は、環状でラムダクト284と流れ連通している。ラム空気バルブ286

は、ラムダクト284の内部に配置されて、補助ラムダクト及びバルブ装置280を通るラム空気の流れを選択的に制御可能である。低飛行速度モードの運転中に、ラム空気バルブ286は閉じられて、ラム空気がラムダクト284を通してエンジン200中に流れるのを阻止する。マッハ3からマッハ5までの間の中程度の超音速マッハ数飛行速度運転中には、ラム空気バルブ286は開かれて、ラムダクト284を通してラム空気がエンジン200中に流れるのを可能にする。ラム空気バルブ286は、また中間位置に位置決め可能であり、ラムダクト284中を流れる空気流量を制御する。

【0023】エンジン200は、また酸化剤噴射装置（図4には示さず）も含む。酸化剤噴射装置は、第1パルスデトネーション・オーグメンタ240の上流に位置し、パルスデトネーション・オーグメンタ240と流れ連通し、酸化剤（図示せず）をエンジン200中に導入でき、エンジン200がロケットモードの運転で大気と宇宙の境界またはそれを越えた飛行高度で運転されることを可能にする。1つの実施形態において、酸化剤は液体酸素である。若しくは、酸化剤は液体空気である。

【0024】動力が供給されるファンモードの運転または低飛行速度モードの運転中に、ラム空気バルブ286は閉じられて、空気流がラムダクト284に入るのを阻止され、代わりに空気流はエンジン200に入り、前部ファン214を通過する。空気流は、前部ファン214から軸方向にパルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体吸入口268中に放出される。空気がパルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体242に入ると、燃料がパルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体242中に導入される。パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体衝撃波管は、空気及び燃料を混合し、その混合気を爆轟させ、従ってパルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体242を通る流れの温度及び圧力を増大させる。

【0025】動力が供給されるファンモードの運転中に、エゼクタ／ミキサ272が、パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体242から流出してタービン232に流れる高温高圧ガスの混合気を調整する。エゼクタ／ミキサ272は、またパルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体242を通して流れる冷却空気量も調整して、タービン232がエンジン200の内部で作動できるようにする。従って、かかる動力が供給されるファンモードの運転中に、高温ガスの一部分が、タービン232の周りのエゼクタ／ミキサ272を通して導かれ、タービン232がエンジン始動運転状態からエンジンの最大出力運転状態まで作動することを可能にする。かかるモードの運転中には、タービン232が、前部ファン214を駆動する。

【0026】高温ガスは、パルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体242からパルスデトネーション

10

20

30

40

50

ン・オーグメンタ 240 中に放出される。追加の燃料が、バルスデトネーション・オーグメンタ 240 中に導入され、バルスデトネーション・オーグメンタ 240 は高温のガス混合気と燃料を混合し、その混合気を爆轟させる。混合気を爆轟させれば、追加の温度及び圧力上昇が生じて、エンジン 200 からの推力が発生する。動力が供給されたファンモードの運転は、エンジン 200 がほぼマッハ 3 までの飛行速度運転の推力を発生することができるようにする。

【0027】図 5 は、ラムダクトモード運転におけるターボファンエンジン 200 の断面図である。ラムダクトモード運転は、エンジン 200 がほぼマッハ 3 からマッハ 6 までの間の飛行速度で運転されることを可能にする。ラムダクトモード運転中に、吸入口案内翼 220 が、回転されて閉じた位置になり、空気流が前部ファン 214 に入るのを実質的に阻止して、前部ファン 214 及び補助タービン装置 230 を実質的に覆い込む。ラム空気バルブ 286 が回転されて開かれ、ラム空気がラムダクト 284 に入りバルスデトネーション装置 202 に流れるようにする。燃料が、バルスデトネーション・オーグメンタ 240 の内部のバルス・デトネーション装置 202 に導入されて、ラムダクト 284 から流出するラム空気と混合される。燃料／空気混合気が、点火されて、燃焼ガスを発生しエンジン 200 の推力を発生する。補助の熱交換器（図示せず）が、冷却空気を供給し、覆い込まれた前部ファン 214 及び補助タービン装置 230 を冷却する。

【0028】図 6 は、ロケットモードの運転中で示され、酸化剤噴射サブシステム 290 を含むターボファンエンジン 200 の断面図である。ロケットモード運転により、エンジン 200 は、大気と宇宙の境界の飛行高度及びマッハ 6 より大きい飛行速度で運転されることが可能になる。ロケットモード運転中には、吸入口案内翼 220 は、閉じられた位置に回転されたままになっていて、空気流が前部ファン 214 及び補助タービン装置 230 に入るのを実質的に阻止する。ラム空気バルブ 286 が、回転されて閉じられ、ラム空気がラムダクト 284 及びバルスデトネーション装置 202 に入るのを阻止される。酸化剤噴射装置 290 が、酸化剤（図示せず）をバルスデトネーション装置 202 に導入して、酸化剤をバルスデトネーション・オーグメンタ 240 に向かって下流に導く。酸化剤は、噴射燃料と混合されて、エンジン 200 からの推力を発生し、また運転中のエンジン 200 を冷却するのに役立つ。

【0029】上述のバルスデトネーション装置は、ター

ボ機械を使用せずにエンジン推力を発生する少なくとも 1 つのバルスデトネーション・オーグメンタを含む。結果として、バルスデトネーション装置を用いるエンジンは、バルスデトネーション装置を使用せずに運転する基準エンジンに勝る増大された推力を得る。結果として、バルスデトネーション装置が設けられることで、エンジンを広い範囲の運転飛行速度にわたって高い効率及び性能で運転することが可能になる。

【0030】本発明は、様々な特定の実施形態の観点から述べられてきたが、本発明は特許請求の範囲の技術思想及び技術的範囲内の変形形態で実施が可能であることは、当業者には明らかであろう。

【図面の簡単な説明】

【図 1】 バルスデトネーション装置を含むターボファンエンジンの断面側面図。

【図 2】 図 1 に示すバルスデトネーション装置に用いられるバルスデトネーション・オーグメンタの線 2-2 による断面図。

【図 3】 低飛行速度モードで運転中のターボファンエンジンの別の実施形態の断面側面図。

【図 4】 図 1 に示されるコアエンジンと置換わって用いられるバルスデトネーション・コア置換オーグメンタ組立体を含むターボファンエンジンの別の実施形態の断面図。

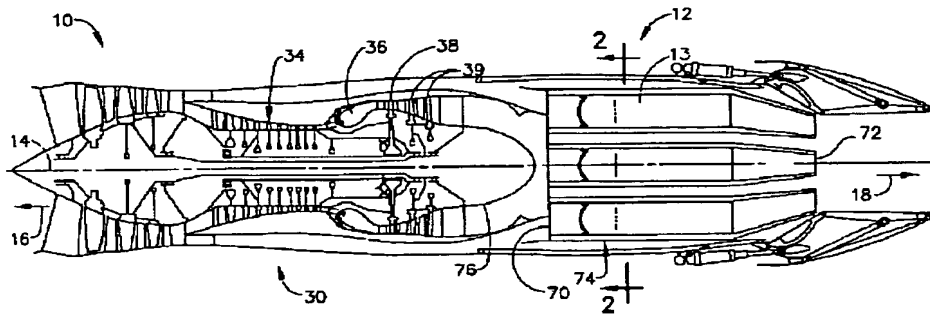
【図 5】 ラムダクトモードで運転中の図 4 に示されるターボファンエンジンの断面図。

【図 6】 ロケットモードで運転中の図 4 に示されるターボファンエンジンの断面図。

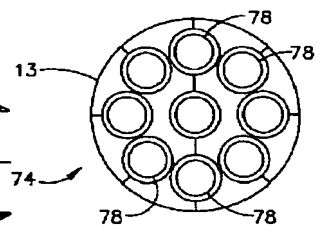
【符号の説明】

- 10 ターボファンエンジン
- 12 バルスデトネーション装置
- 13 バルスデトネーション・オーグメンタ
- 14 中心線
- 16 前方方向
- 18 後方方向
- 30 コアエンジン
- 34 高圧圧縮機
- 36 燃焼器
- 38 高圧タービン
- 39 低圧タービン
- 70 吸入側
- 72 吐出側
- 74 衝撃波管装置
- 76 エンジンセンタボディ

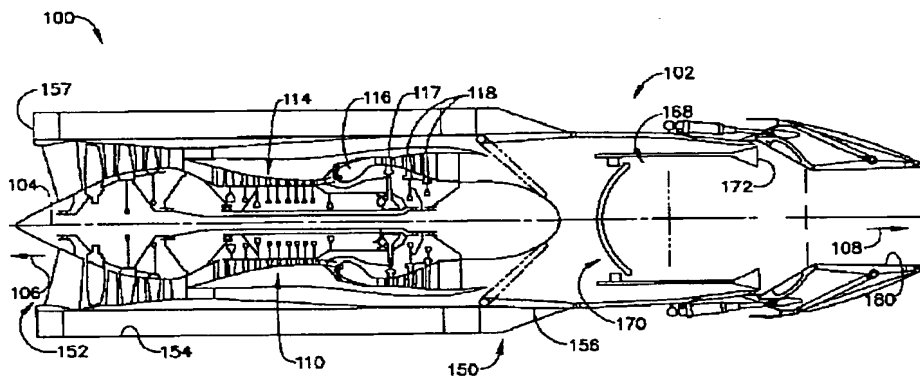
【図 1】



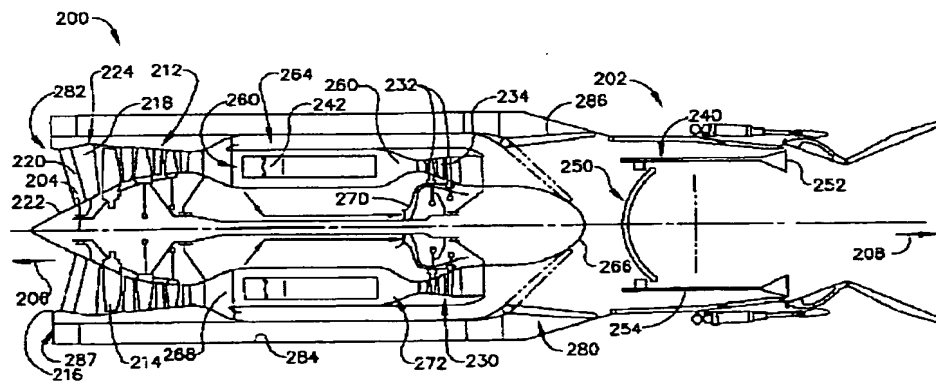
【図 2】



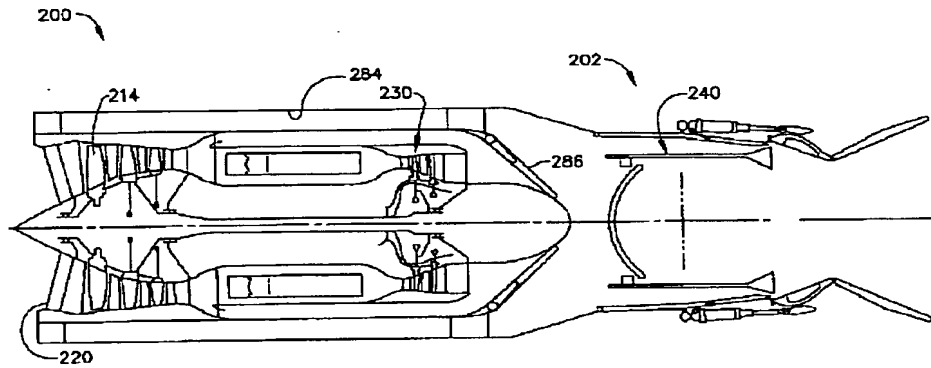
【図 3】



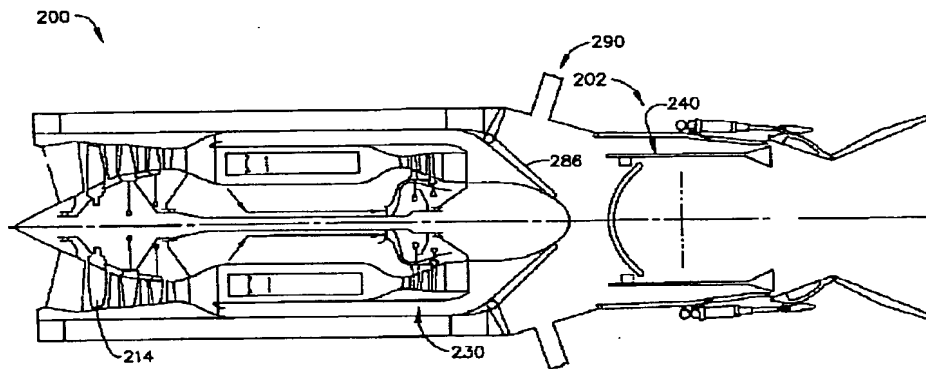
【図 4】



【図5】



【図6】



フロントページの続き

(51) Int. Cl.⁷
F 0 2 K 9/78

識別記号

F I
F 0 2 K 9/78

テーマコード* (参考)

(72) 発明者 ローレンス・ウェイン・ダンバー
アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、
インディアン・ボンド・コート、7689
番

(72) 発明者 ローレンス・バトラー
アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、
ソーンウッド・コート、9972番

10/511906

DT01 Rec'd PCT/PTC 20 OCT 2004

【外国語明細書】

1. Title of Invention

COMBINED CYCLE PULSE DETONATION
TURBINE ENGINE

2. Claims

1. A method for generating turbofan engine thrust with a pulse detonation system(202), the pulse detonation system creates a temperature rise and a pressure rise within the turbofan engine (200) without the use of turbomachinery, the pulse detonation system including a first pulse detonation augmentor (240) including an inlet side (250), an outlet side (252), and a shock tube sub-system (254) extending therebetween, the shock tube sub-system including a plurality of shock tubes (78), said method comprising the steps of:

introducing fuel and air to the turbofan engine;

mixing fuel and air in the first pulse detonation augmentor shock tubes; and

detonating the fuel and air mixture within the first pulse detonation augmentor shock tubes to increase the temperature and pressure within the turbofan engine and to generate turbofan engine thrust.

2. A method in accordance with Claim 1 wherein the turbofan engine (200) further includes an auxiliary ram duct and valving system (280), the first pulse detonation augmentor (240) in flow communication with the auxiliary ram duct and valving system, said step of introducing fuel and air further comprises the step of introducing fuel and air to the pulse detonation augmentor through the auxiliary ram duct and valving system.

3. A method in accordance with Claim 1 wherein the engine (200) further includes a pulse detonation core replacement augmentor assembly (242) including a plurality of shock tubes (78), the first pulse detonation augmentor (240) downstream from the pulse detonation core replacement augmentor assembly, the first pulse detonation augmentor replacing a core engine (30) of the turbofan engine, said method further comprising the steps of:

introducing air and fuel into the pulse detonation core replacement augmentor assembly shock tubes,

mixing fuel and air in the pulse detonation core replacement augmentor assembly; and

delivering the fuel and air mixture to the first pulse detonation augmentor.

4. A method in accordance with Claim 3 wherein the engine (200) further includes a turbine sub-system (230), a cooling air pump (270), an ejector/mixer (272), and an oxidizer injection system (290), the turbine sub-system disposed between the first pulse detonation augmentor (240) and the pulse detonation core replacement augmentor assembly (242), the cooling air pump disposed radially inward from the pulse detonation core replacement augmentor assembly, the ejector/mixer positioned radially outward from the pulse detonation core replacement augmentor assembly, said method further comprising the steps of:

cooling the turbofan engine with the cooling air pump disposed radially inward from the pulse detonation core replacement augmentor assembly; and

controlling the amount of high pressure gas exiting the pulse detonation core replacement augmentor assembly with the ejector/mixer.

5. A method in accordance with Claim 4 further comprising the step of introducing an oxidizer into the first pulse detonation augmentor (242) with the oxidizer injection system (290).

6. A pulse detonation system (202) for a turbofan engine (200), said pulse detonation system configured to create a temperature rise and a pressure rise within the turbofan engine and to increase turbofan engine thrust, said pulse detonation system comprising a first pulse detonation augmentor (240) comprising an inlet side (250), an outlet side (252), and a shock tube sub-system (254) disposed therebetween, said shock tube sub-system comprising a plurality of shock tubes (78)

extending from said pulse detonation augmentor inlet side to said pulse detonation augmentor outlet side, said shock tubes configured to detonate a fuel mixture.

7. A pulse detonation system (202) in accordance with Claim 6 wherein said first pulse detonation augmentor (242) is downstream from a core engine (30) powering the turbofan engine.

8. A pulse detonation system (202) in accordance with Claim 7 wherein the turbofan engine (200) further comprises an auxiliary ram duct and valving system (280), said first pulse detonation augmentor (242) in flow communication with the auxiliary ram duct and valving system.

9. A pulse detonation system (202) in accordance with Claim 6 further comprising a pulse detonation core replacement augmentor assembly (242) comprising a plurality of shock tubes (78) configured to detonate the fuel mixture, said first pulse detonation augmentor (240) downstream from said pulse detonation core replacement augmentor assembly in flow communication with said pulse detonation core replacement augmentor assembly, said first pulse detonation augmentor replacing a core engine (30) of the turbofan engine (200).

10. A pulse detonation system (202) in accordance with Claim 9 further comprising a turbine sub-system (230) disposed between said first detonation augmentor (242) and said pulse detonation core replacement augmentor assembly (242).

11. A pulse detonation system (202) in accordance with Claim 10 further comprising a cooling air pump (270) configured to supply cooling air to said turbine sub-system (230), said cooling air pump disposed radially inward from said pulse detonation core replacement augmentor assembly (242).

12. A pulse detonation system (202) in accordance with Claim 11 further comprising an ejector/mixer (272) upstream from said turbine sub-system

(230), said ejector/mixer configured to control an amount of high pressure gas exiting said pulse detonation core replacement augmentor assembly (242).

13. A pulse detonation system (202) in accordance with Claim 12 further comprising an oxidizer injection system (290) positioned in flow communication with said first detonation augmentor (240).

14. A turbofan engine (200) comprising:

an inlet portion (216);

an exhaust portion (180) positioned co-axially with said inlet portion;

and

a pulse detonation system (202) positioned between said turbofan inlet portion and said turbofan exhaust portion, said pulse detonation system configured to create a temperature rise and a pressure rise within said turbofan engine and to increase turbofan engine thrust, said pulse detonation system comprising a first pulse detonation augmentor (240) comprising an inlet side (250), an outlet side (252), and a shock tube sub-system (264) extending therebetween, said shock tube sub-system comprising a plurality of shock tubes (78) configured to detonate a fuel mixture.

15. A turbofan engine (200) in accordance with Claim 14 further comprising a core engine (30) configured to power said turbofan engine, an auxiliary ram duct and valving system (280), said first pulse detonation augmentor (240) downstream from said core engine in flow communication with said auxiliary ram duct and valving system.

16. A turbofan engine (200) in accordance with Claim 14 further comprising a pulse detonation core replacement augmentor assembly (242) in flow communication with said first pulse detonation augmentor (240), said pulse detonation core replacement augmentor assembly comprising an inlet side (260), an exhaust side (262), and a plurality of shock tubes (78) extending therebetween, said shock tubes configured to detonate the fuel mixture.

17. A turbofan engine (200) in accordance with Claim 16 further comprising a turbine sub-system (230), said turbine sub-system positioned between said first pulse detonation augmentor (240) and said pulse detonation core replacement augmentor assembly (242), said pulse detonation core replacement augmentor assembly in flow communication with said turbine sub-system.

18. A turbofan engine (200) in accordance with Claim 17 further comprising a cooling air pump (270) configured to supply cooling air to said turbine sub-system (230), said cooling air pump disposed radially inward from said pulse detonation core replacement augmentor assembly (242).

19. A turbofan engine (200) in accordance with Claim 18 further comprising an ejector/mixer (272) configured to control an amount of high pressure gas exiting said pulse detonation core replacement augmentor assembly (242), said ejector/mixer upstream from said first detonation augmentor (240).

20. A turbofan engine (200) in accordance with Claim 19 further comprising an oxidizer injection system (290) positioned in flow communication with said first detonation augmentor (240).

3. Detailed Description of Invention

BACKGROUND OF THE INVENTION

This invention relates to gas turbine engines, and more particularly, to a pulse detonation system for a turbofan engine.

Variable cycle turbofan ramjet engines may be used to provide aircraft flight speeds between low subsonic Mach numbers to high supersonic Mach numbers of about Mach 6. Known engines, as described in U.S. Patent Number 5,694,768, include a core engine system and a dual mode augmentor. The dual mode augmentor provides additional heat to exhaust airflow exiting the core engine system to increase engine thrust. The core engine system provides power to drive a fan assembly and typically includes in serial, axial flow relationship, a compressor, a combustor, a high pressure turbine, and a low pressure turbine. The dual mode augmentor is positioned downstream from the core engine and receives air from the core engine and a bypass duct surrounding the core engine.

Known engines can operate over a wide range of flight speed operations if several different combustion systems are utilized. During flight speed operations from take-off to approximately Mach 3, the core engine and an engine fan system provide airflow at a pressure and quantity used by the augmentor to produce thrust for the engine. To maintain flight speed operations between Mach 3 and Mach 6, the core engine system is shut-down and ram air flow is introduced into the dual mode augmentor either by windmilling the fan system or by utilizing an auxillary ram duct. To sustain flight speed operations above Mach 6, either a separate supersonic combustion system, i.e., a scramjet, is used, or a separate rocket-based thrust producing system is used. To achieve flight speed operations in space, the rocket-based thrust producing system is used. As a result, for an engine to operate efficiently over a wide range of operating flight speeds, several different combustion systems are used.

BRIEF SUMMARY OF THE INVENTION

In an exemplary embodiment, a turbofan engine includes a pulse detonation system to provide turbofan engine thrust to permit the engine to operate efficiently over a wide range of operating flight speeds. The pulse detonation system includes a first pulse detonation augmentor which creates a temperature rise and a pressure rise within the turbofan engine to generate turbofan engine thrust. The pulse detonation augmentor includes a shock tube sub-system including a plurality of shock tubes. The shock tubes mix the air and fuel prior to detonating the mixture.

During operation, air and fuel are introduced to the pulse detonation system. The pulse detonation augmentor mixes the air and fuel and detonates the resulting mixture. The detonation produces hot combustion gases which have increased temperature and pressure and are directed from the engine to produce thrust.

DETAILED DESCRIPTION OF THE INVENTION

Figure 1 is a cross-sectional side view of a turbofan engine 10 including a pulse detonation system 12. Figure 2 is a cross sectional view of a pulse detonation augmentor 13 taken along lines 2-2 shown in Figure 1. In one embodiment, turbofan engine 10 is an F110/129 engine available from General Electric Aircraft Engines, Cincinnati, Ohio. Engine 10 has a generally longitudinally extending axis or centerline 14 extending in a forward direction 16 and an aft direction 18. Engine 10 includes a core engine 30 which includes a high pressure compressor 34, a combustor 36, a high pressure turbine 38, and a power turbine or a low pressure turbine 39 all arranged in a serial, axial flow relationship. In alternative embodiments, engine 10 includes a core fan assembly (not shown).

Pulse detonation system 12 is disposed downstream from both core engine 30 and receives core engine combustion gases from core engine 30. Pulse detonation system 12 creates a temperature rise and a pressure rise within engine 10 without the use of turbomachinery included within core engine 30 to generate thrust from engine 10. Pulse detonation system 12 includes pulse detonation augmentor 13 which includes an inlet side 70, an outlet side 72, and a shock tube sub-system 74. Inlet side 70 is upstream from outlet side 72 and circumferentially surrounds an engine centerbody 76.

Shock tube sub-system 74 includes a plurality of shock tubes 78 extending between pulse detonation augmentor inlet side 70 and pulse detonation augmentor outlet side 72. Shock tubes 78 permit fuel and air entering pulse detonation system 12 to mix and detonate. Each shock tube 78 has a circular cross-sectional profile and shock tube sub-system 74 has a circular cross-sectional profile. In one embodiment, shock tube sub-system has a non-circular cross-sectional profile. Shock tubes 78 extend from core engine 30 to a converging-diverging exhaust nozzle

84. Exhaust nozzle 84 is disposed downstream from pulse detonation system 12 and shock tubes 78.

During operation, airflow enters engine 10 and fuel is introduced to core engine 30. The air and fuel are mixed and ignited within core engine 30 to generate hot combustion gases. Specifically, pressurized air from high pressure compressor 34 is mixed with fuel in combustor 36 and ignited, thereby generating combustion gases. Such combustion gases drive high pressure turbine 38 which drives high pressure compressor 34. The combustion gases are discharged from high pressure turbine 38 into low pressure turbine 39. The core airflow is discharged from low pressure turbine 39.

The combined airflow is channeled into pulse detonation system 12 and mixed with additional fuel introduced to engine 10. Pulse detonation system 12 detonates the mixture to create a temperature rise and a pressure rise within engine 10, thus generating thrust from engine 10. In one embodiment, system 12 is controlled with a very high speed valving system capable of operating at between 500 and 1000 cycles per second or higher and a spark or plasma ignition system. In another embodiment, system 12 is controlled with a continuous detonation valveless system that incorporates a pre-burning device. In yet another embodiment, system 12 utilizes a variable geometry mixer/injector to control off-design tailoring of outlet gases within shock tube sub-system 74. Alternatively, system 12 incorporates elements of the previous three embodiments for control.

Figure 3 is a cross-sectional side view of an alternative embodiment of a turbofan engine 100 including a pulse detonation system 102 in a low flight speed mode of operation. Engine 100 has a generally longitudinally extending axis or centerline 104 extending in a forward direction 106 and an aft direction 108. Engine 100 includes a core engine 110 which includes a high pressure compressor 114, a combustor 116, a high pressure turbine 117, and a power turbine or a low pressure turbine 118 all arranged in a serial, axial flow relationship. In an alternative embodiment, engine 100 also includes a core engine including a core fan assembly.

An auxiliary ram duct and valving system 150 is disposed radially outward from core engine 110 and extends from an inlet side 152 of engine 100 to pulse detonation system 102. Auxiliary ram duct and valving system 150 includes an auxiliary ram duct 154 and a ram air valve 156. Ram duct 154 includes an inlet 157 for receiving air. Inlet 157 is annular and is in flow communication with ram duct 154. Ram air valve 156 is disposed within ram duct 154 and is selectable to control a flow of ram air through auxiliary ram duct and valving system 150. During low flight speed modes of operation, ram air valve 156 is closed to prevent ram air from flowing through ram duct 154 into engine 100. During moderate supersonic Mach number flight speed operations between Mach 3 and Mach 5, ram air valve 156 is open to permit ram air to flow through ram duct 154 into engine 100. Ram air valve 156 is also positionable at intermediate positions to control an amount of airflow channeled into ram duct 154.

Pulse detonation system 102 is disposed downstream from core engine 110 and auxiliary ram duct and valving system 150. During operation, pulse detonation system 102 receives airflow from ram duct 154 and core engine combustion gases from core engine 110. Pulse detonation system 102 creates a temperature rise and a pressure rise within engine 100 without the use of turbomachinery to generate thrust from engine 100. Pulse detonation system 102 includes a pulse detonation augmentor 168 which includes an inlet side 170, an outlet side 172, and a shock tube sub-system 174. Inlet side 170 is upstream from outlet side 172 and circumferentially surrounds an engine centerbody 176. Shock tube sub-system 174 includes a plurality of shock tubes (not shown) extending between pulse detonation augmentor inlet side 170 and pulse detonation augmentor outlet side 172. Fuel and air are mixed and detonated within shock tube sub-system 174 which extends from core engine 110 to an exhaust nozzle 180.

During low flight speed operation, airflow enters engine 100 and fuel is introduced to core engine 110. Specifically, pressurized air from high pressure compressor 114 is mixed with fuel in combustor 116 and ignited, thereby generating combustion gases. Such combustion gases drive high pressure turbine 117 which

drives high pressure compressor 116. The combustion gases are discharged from high pressure turbine 117 into low pressure turbine 118. The core airflow is discharged from low pressure turbine 118. The airflow is channeled into pulse detonation system 102 and mixed with additional fuel introduced to engine 100. Pulse detonation system 102 creates a temperature rise and a pressure rise within engine 100 to generate thrust from engine 100.

During moderate supersonic Mach number flight speed operations between Mach 3 and Mach 5, ram air valve 156 is placed in an open position to permit ram air to enter ram duct 154 and flow to pulse detonation system 102. Fuel is introduced to pulse detonation system 102 and is mixed with ram air exiting ram duct 154. The fuel/air mixture is ignited to produce combustion gases and thrust for engine 100.

Figure 4 is a cross-sectional view of another embodiment of a turbofan engine 200 including a pulse detonation system 202. Engine 200 has a generally longitudinally extending axis or centerline 204 extending in a forward direction 206 and an aft direction 208. Engine 200 includes a fan assembly 212 which includes a forward fan 214 disposed in an inlet duct 216 of engine 200. Fan 214 includes a plurality of blades 218 circumferentially spaced around engine centerline 204. Inlet guide vanes 220 are disposed in inlet duct 216 upstream from forward fan 214 and extend between an engine hub 222 and an engine casing 224. Engine 200 also includes a turbine sub-system 230 disposed in flow communication with forward fan 214. Turbine sub-system 230 includes a turbine 232 disposed in flow communication with forward fan 214 and including a plurality of blades 234 extending radially outward from engine centerline 204.

Pulse detonation system 202 creates a temperature rise and a pressure rise within engine 200 without the use of turbomachinery to generate thrust for engine 200. Pulse detonation system 202 includes a pulse detonation augmentor 240 and a pulse detonation core replacement augmentor assembly 242. Pulse detonation augmentor 240 includes an inlet side 250, an outlet side 252, and a shock tube sub-

system 254. Inlet side 250 is upstream from outlet side 252 and circumferentially surrounds an engine centerbody 256. Shock tube sub-system 254 includes a plurality of shock tubes (not shown) extending between pulse detonation augmentor inlet side 250 and pulse detonation augmentor outlet side 252. The shock tubes permit fuel and air entering pulse detonation system 202 to mix and detonate to provide thrust from engine 200.

Pulse detonation core replacement augmentor assembly 242 includes an inlet side 260, an outlet side 262, and a shock tube sub-system 264. Inlet side 260 is upstream from outlet side 262 and circumferentially surrounds an engine centerbody 266. Inlet side 266 includes an annular inlet 268 which permits airflow to enter pulse detonation core replacement augmentor assembly 242. Shock tube sub-system 264 includes a plurality of shock tubes (not shown) extending between pulse detonation core replacement augmentor assembly inlet side 260 and pulse detonation core replacement augmentor assembly outlet side 262 and circumferentially disposed around engine centerline 204

The shock tubes permit fuel and air entering pulse detonation system 202 to mix and detonate. The shock tubes also direct the hot combustion gases to pulse detonation augmentor 240. Pulse detonation core replacement augmentor assembly 242 replaces a core engine, such as core engine 110 (shown in Figure 3) of engine 100 (shown in Figure 3).

Turbine sub-system 230 is disposed between pulse detonation augmentor 240 and pulse detonation core replacement augmentor assembly 242. Accordingly, turbine sub-system turbine 232 is in flow communication with pulse detonation augmentor 240 and pulse detonation core replacement augmentor assembly 242. A cooling air pump 270 is disposed radially inward from pulse detonation core replacement augmentor assembly 242 and provides cooling air to turbine sub-system 230. Cooling air pump 270 is disposed on a shaft (not shown) which connects turbine 232 with forward fan 214.

Engine 200 also includes an ejector/mixer 272 disposed upstream from turbine sub-system turbine 232. Ejector/mixer 272 controls the mixture of hot high pressure gases exiting pulse detonation core replacement augmentor assembly 242 and flowing to turbine 232. Ejector/mixer 272 also controls an amount of cooling air flowing through pulse detonation core replacement augmentor assembly 242, thus permitting turbine 232 to operate efficiently from engine start-up operating conditions to engine full-power operating conditions. In one embodiment, engine 200 also incorporates a shock tube flow adjustment schedule (not shown) and an inlet flow/shock tube operating band schedule (not shown) to enable turbine 232 to function through a complete range of engine operating conditions.

An auxiliary ram duct and valving system 280 is disposed radially outward from pulse detonation system 202 and extends from an inlet side 282 of engine 200 to pulse detonation augmentor 240. Auxiliary ram duct and valving system 280 includes an auxiliary ram duct 284 and a ram air valve 286. Ram duct 284 surrounds inlet guide vanes 220, and forward fan 214, and includes an inlet 287 for receiving air upstream from inlet guide vanes 220. Inlet 287 is annular and is in flow communication with ram duct 284. Ram air valve 286 is disposed within ram duct 284 and is selectable to control a flow of ram air through auxiliary ram duct and valving system 280. During low flight speed modes of operation, ram air valve 286 is closed to prevent ram air from flowing through ram duct 284 into engine 200. During moderate supersonic Mach number flight speed operations between Mach 3 and Mach 5, ram air valve 286 is opened to permit ram air to flow through ram duct 284 into engine 200. Ram air valve 286 is also positionable at intermediate positions to control an amount of airflow channeled into ram duct 284.

Engine 200 also includes an oxidizer injection system (not shown in Figure 4). The oxidizer injection system is upstream from first pulse detonation augmentor 240 and in flow communication with pulse detonation augmentor 240 and permits an oxidizer (not shown) to be introduced into engine 200 to enable engine 200 to operate in a rocket mode of operation for flight altitudes at the edge of space and

beyond. In one embodiment, the oxidizer is liquid oxygen. Alternatively, the oxidizer is liquid air.

During powered fan modes of operation or low flight speed modes of operation, ram air valve 286 is closed to prevent airflow from entering ram duct 284 and instead airflow enters engine 200 and passes through forward fan 214. Airflow is discharged axially from forward fan 214 into pulse detonation core replacement augmentor assembly inlet 268. As air enters pulse detonation core replacement augmentor assembly 242, fuel is introduced into pulse detonation core replacement augmentor assembly 242. The pulse detonation core replacement augmentor assembly shock tubes combine the air and fuel and detonate the mixture, thus increasing the temperature and pressure of the flow through pulse detonation core replacement augmentor assembly 242.

During powered fan modes of operation, ejector/mixer 272 tailors the mixture of hot high pressure gases exiting pulse detonation core replacement augmentor assembly 242 and flowing to turbine 232. Ejector/mixer 272 also tailors an amount of cooling air flowing through pulse detonation core replacement augmentor assembly 242 to permit turbine 232 to operate within engine 200. Accordingly, during such powered fan modes of operation, a portion of the hot gases are directed through ejector/mixer 272 around turbine 232 to permit turbine 232 to operate from engine start-up operating conditions through engine full-power operating conditions. During such modes of operation, turbine 232 drives forward fan 214.

The hot gases are discharged from pulse detonation core replacement augmentor assembly 242 into pulse detonation augmentor 240. Additional fuel is introduced into pulse detonation augmentor 240 which mixes the hot gas mixture and the fuel and detonates the mixture. Detonating the mixture creates an additional temperature and pressure rise, resulting in thrust from engine 200. The powered fan mode of operation permits engine 200 to produce thrust for flight speed operations to about Mach 3.

Figure 5 is a cross-sectional view of turbofan engine 200 in a ram duct mode of operation. The ram duct mode of operation permits engine 200 to operate with flight speeds between approximately Mach 3 and Mach 6. During the ram duct mode of operation, inlet guide vanes 220 are rotated to a closed position to substantially prevent airflow from entering forward fan 214 and to substantially cocoon forward fan 214 and turbine sub-system 230. Ram air valve 286 is rotated opened to permit ram air to enter ram duct 284 and flow to pulse detonation system 202. Fuel is introduced to pulse detonation system 202 within pulse detonation augmentor 240 and is mixed with ram air exiting ram duct 284. The fuel/air mixture is ignited to produce combustion gases and thrust for engine 200. An auxiliary heat exchanger (not shown) provides cool air to cool cocooned forward fan 214 and turbine sub-system 230.

Figure 6 is a cross-sectional view of turbofan engine 200 shown in a rocket mode of operation and including an oxidizer injection sub-system 290. The rocket mode of operation permits engine 200 to operate with flight altitudes at the edge of space and flight speeds greater than Mach 6. During the rocket mode of operation, inlet guide vanes 220 remain rotated in a closed position to substantially prevent airflow from entering forward fan 214 and turbine sub-system 230. Ram air valve 286 is rotated closed to prevent ram air from entering ram duct 284 and pulse detonation system 202. Oxidizer injection system 290 introduces an oxidizer (not shown) to pulse detonation system 202 and directs the oxidizer downstream towards pulse detonation augmentor 240. The oxidizer, combined with injected fuel, produces thrust from engine 200 and helps to cool engine 200 during operation.

The above-described pulse detonation system includes at least one pulse detonation augmentor which produces engine thrust without the use of turbomachinery. As a result, engines using the pulse detonation system obtain increased thrust over baseline engines operating without the pulse detonation system. As a result, a pulse detonation system is provided which permits an engine to operate with a high efficiency and performance over a wide range of operating flight speeds.

While the invention has been described in terms of various specific embodiments, those skilled in the art will recognize that the invention can be practiced with modification within the spirit and scope of the claims.

4. Brief Description of Drawings

Figure 1 is a cross-sectional side view of a turbofan engine including a pulse detonation system;

Figure 2 is a cross-sectional view of a pulse detonation augmentor used with the pulse detonation system shown in Figure 1 taken along lines 2-2;

Figure 3 is a cross-sectional side view of an alternative embodiment of a turbofan engine in a low flight speed mode of operation;

Figure 4 is a cross-sectional view of another embodiment of a turbofan engine including a pulse detonation core replacement augmentor assembly used to replace a core engine shown in Figure 1;

Figure 5 is a cross-sectional view of the turbofan engine shown in Figure 4 in a ram duct mode of operation; and

Figure 6 is a cross-sectional view of the turbofan engine shown in Figure 4 in a rocket mode of operation.

FIG. 1

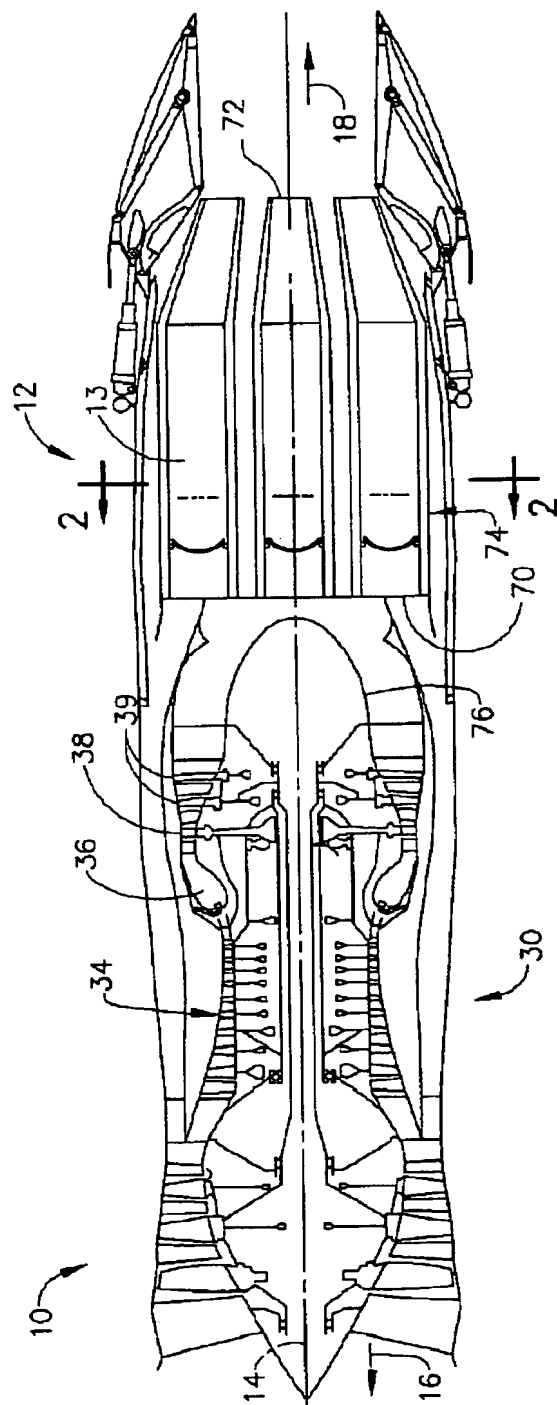


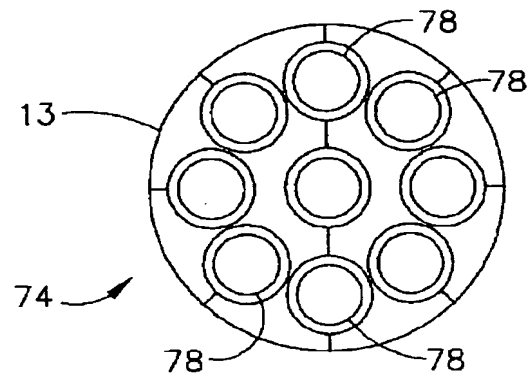
FIG. 2

FIG. 4

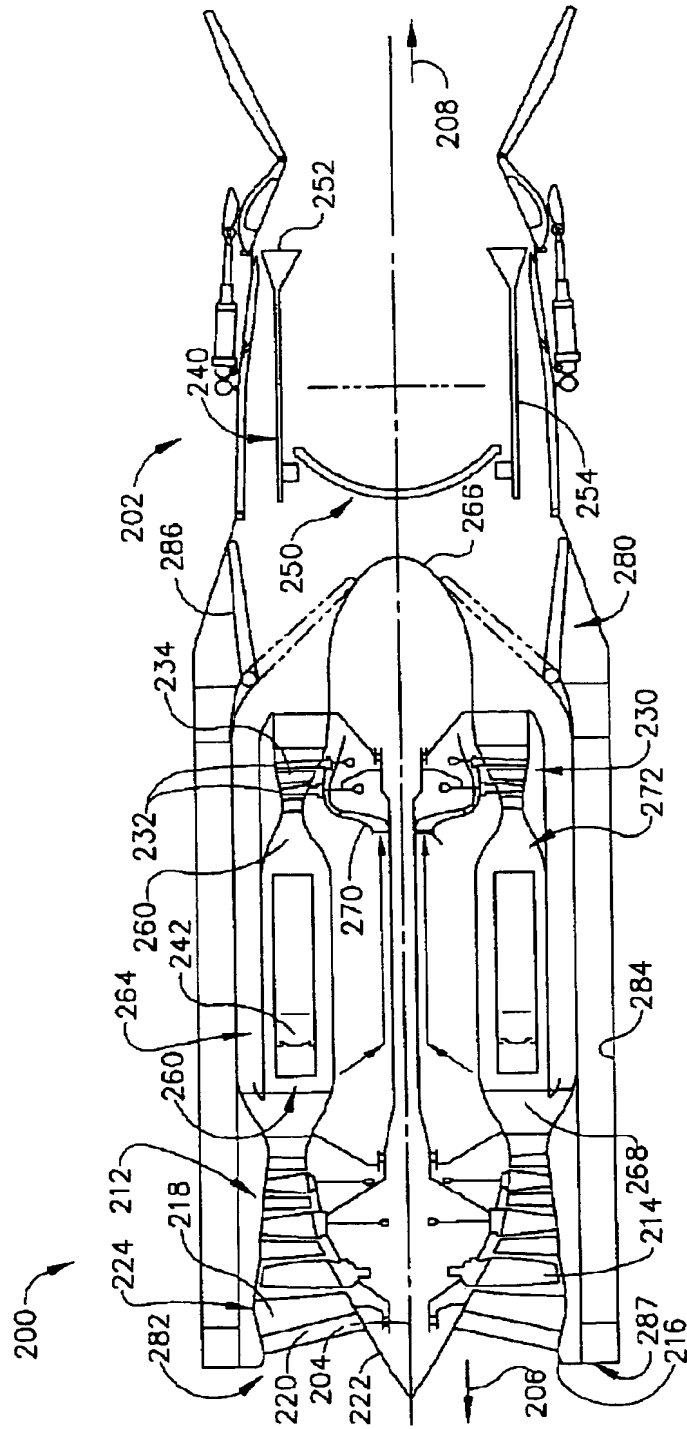


FIG. 5

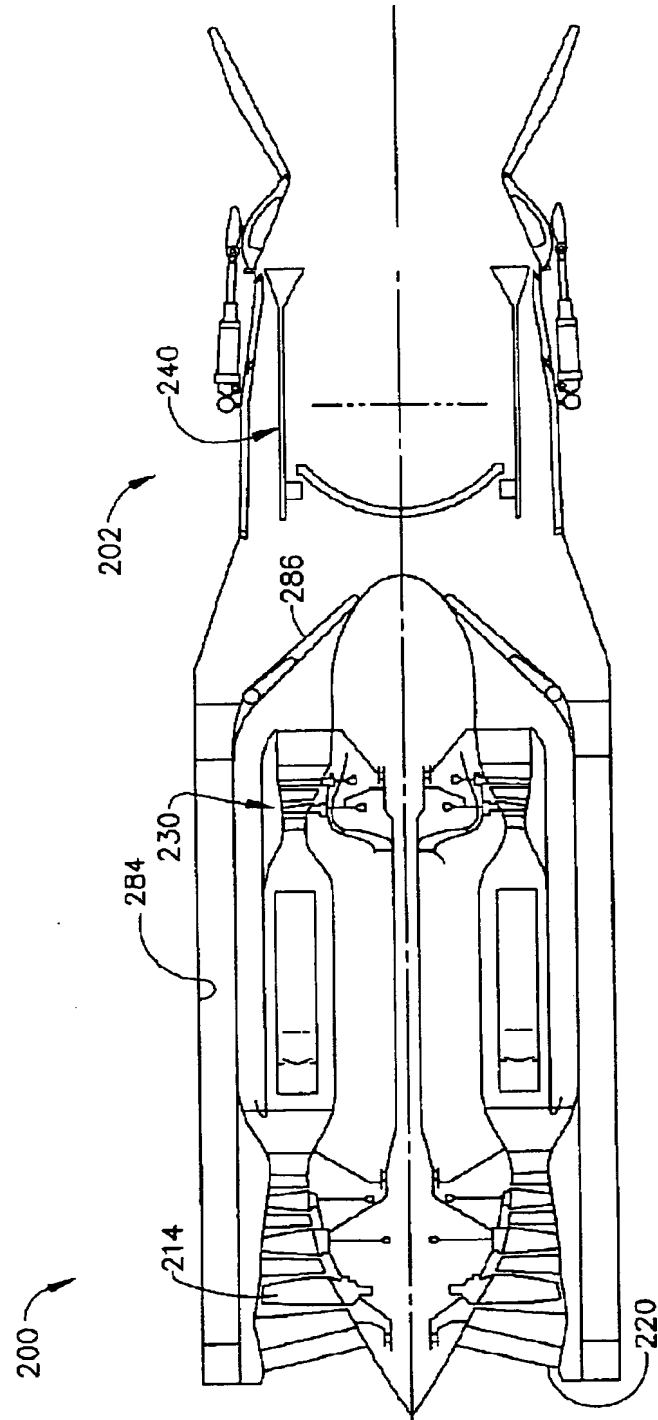
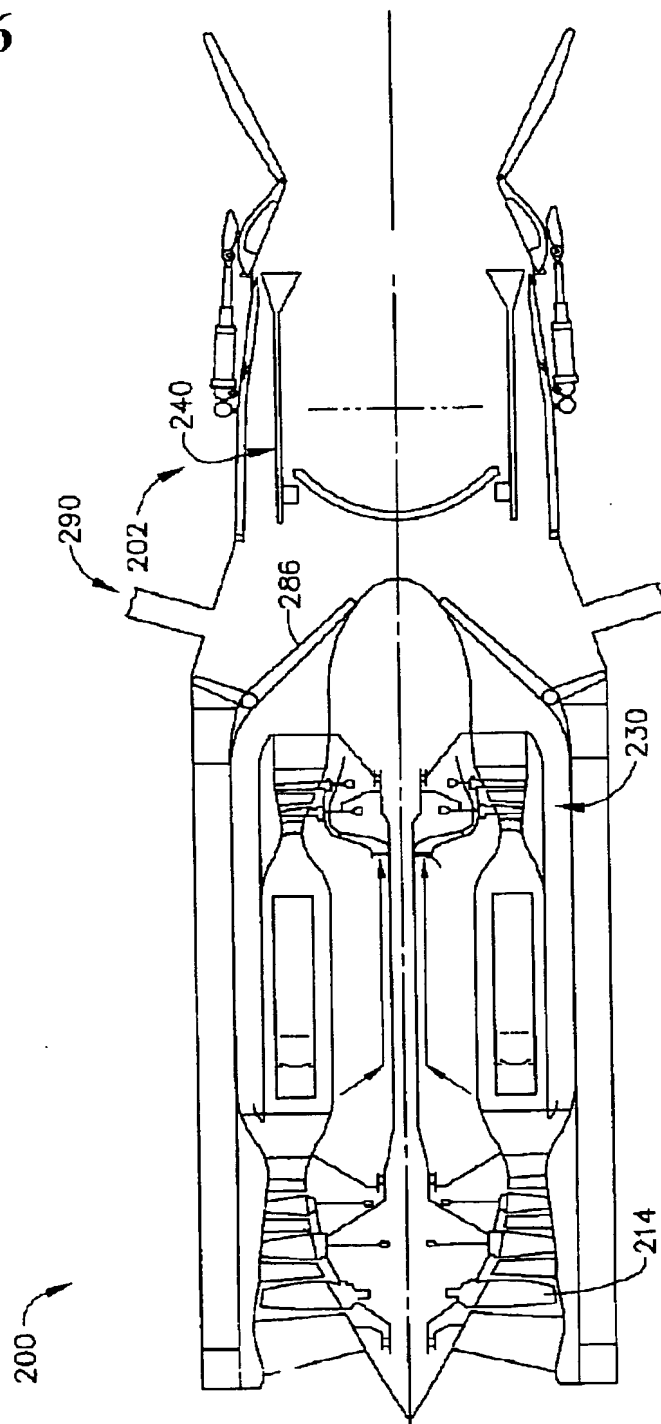


FIG. 6



1. Abstract

A turbofan engine (200) includes a pulse detonation system (202) to create a temperature rise and a pressure rise within the engine to generate thrust from the engine. The system includes a pulse detonation augmentor (240) including a shock tube sub-system (254). The shock tube sub-system includes a plurality of shock tubes (78) which mix air and fuel introduced to the pulse detonation augmentor and detonate the mixture. The detonation creates hot combustion gases which are directed from the engine to produce thrust for the engine. Alternatively, the system includes a pulse detonation augmentation system (242) that replaces a core engine (30) of a turbo-fan engine.

2. Representative Drawing: Figure 1

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ **BLACK BORDERS**
- ☐ **IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- ☒ **FADED TEXT OR DRAWING**
- ☐ **BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**
- ☐ **SKEWED/SLANTED IMAGES**
- ☐ **COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**
- ☐ **GRAY SCALE DOCUMENTS**
- ☐ **LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**
- ☐ **REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**
- ☐ **OTHER:** _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.